

装备通用质量特性及寿命评估

某型飞机机翼下壁板整体油箱端5肋结构选型 疲劳寿命研究

陈群志¹, 闫亚斌², 崔常京¹, 吴志超¹, 王建邦²

(1.北京航空工程技术中心,北京 100076; 2.中航飞机股份有限公司 西安飞机分公司,西安 710089)

摘要: 目的 研究某型飞机机翼下壁板整体油箱端5肋结构的选型疲劳寿命。方法 在结构选型设计时初步确定长桁连续和长桁断开两种结构形式的基础上,采用静力试验与疲劳试验方法对这两种结构模拟件进行对比试验验证。结果 两种结构模拟件的静破坏载荷分别为588.20 kN和587.97 kN,与设计预计破坏载荷(590 kN)高度一致。在相同的等幅载荷谱下,长桁连续结构的中值疲劳寿命和95%置信度与95%可靠度下的疲劳寿命分别约为长桁断开结构的1.7倍和4倍。长桁连续结构的疲劳分散性明显小于长桁断开结构。长桁连续结构的疲劳断口主要呈现脆性穿晶疲劳断裂特征;而长桁断开疲劳断口则呈现出韧窝型断裂和解理断裂的混合型穿晶疲劳断裂特征。疲劳断口微观形貌表明,长桁断开结构在疲劳过程中产生了塑性变形,这就从微观机理上解释了长桁连续结构的疲劳性能优于长桁断开结构的原因。结论 在结构质量相近的情况下,长桁连续结构明显优于长桁断开结构。

关键词: 某型飞机;机翼下壁板整体油箱端5肋;长桁连续结构;长桁断开结构;疲劳寿命

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2017.12.019

中图分类号: TJ07

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2017)12-0097-05

Fatigue Life of Structure Selection of the 5th Rib under Wings Whole Tank Wall Plate of A Certain Type of Aircraft

CHEN Qun-zhi¹, YAN Ya-bing², CUI Chang-jing¹, WU Zhi-chao¹, WANG Jian-bang²

(1.Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China

2.Xi'an Aircraft Branch of China Aviation Industry Co., Ltd., Xi'an 710089, China)

ABSTRACT: Objective To research the fatigue life of structure selection of the 5th rib under wings whole tank wall plate of a certain type of aircraft. **Methods** Based on structure forms of stringer continuous and stringer disconnected determined preliminarily through the structure selecting design, comparative test for these two kinds of structure simulated specimen was carried out through static test and fatigue test. **Results** The static failure load of two structures was 588.20 kN and 587.97 kN, respectively. Both of them were consistent highly with the breaking load estimated (590 kN) by static strength design. Under the same constant amplitude loading spectrum conditions, the fatigue life of the median and under 95% of confidence and 95% of reliability of the stringer continuous structure was about 1.7 times and 4 times compared with the fatigue life of the stringer disconnected structure, respectively. The fatigue dispersion of the stringer continuous structure was much smaller than that of the stringer disconnected structures. The fatigue fracture of the long girder continuous structure mainly presented brittleness transgranular fracture characteristics, and the fatigue fracture of the stringer disconnected structure appeared mixed transgranular fracture characteristics, containing toughening fossa fracture and

cleavage fracture. The fatigue fracture microstructures showed that the stringer disconnected structure produced a certain amount of plastic deformation in the fatigue process, it was explained from microscopic mechanism on the fatigue performance of the stringer continuous structure was better than that of the stringer disconnect structure. **Conclusion** The stringer continuous structure is better significantly than the stringer disconnect structures under the condition of the similar structure weight.

KEY WORDS: a certain type of aircraft; the 5th rib under wings whole tank end wall plate; stringer continuous structure; stringer disconnected structure; fatigue life

结构选型是飞机结构设计的重要环节^[1-3], 设计选型确定的结构必须满足飞机结构静强度和疲劳寿命指标体系的要求^[4-5], 通常采用结构模拟件静强度试验和疲劳试验的方法进行验证^[5-8]。在某型飞机设计阶段, 机翼下壁板选用整体壁板, 长桁典型截面选用 T 型的结构形式。其中整体油箱端 5 肋部位壁板结构复杂, 是该型飞机的关键结构疲劳危险部位。在满足结构质量相近的条件下, 通过结构选型设计初步确定了长桁连续和长桁断开两种结构形式, 为选择油箱端结构最佳形式。文中采用这两种结构形式的模拟件进行静强度和疲劳寿命对比试验研究。

1 试件

试件分为长桁连续(A₁, 如图 1 所示)和长桁断开(A₂, 如图 2 所示)两种结构形式的模拟件, 共 9 件, 其中 A₁4 件, A₂5 件。壁板采用整体机加件, 材料为 2024-T351。翼肋选用角材, 材料为 LY12-CZ。壁板与翼肋采用抗剪高锁螺栓 HST11-8 连接。试件总长度为 1000 mm, 加载夹持端宽度为 112 mm。试件预计静拉伸破坏载荷 $P_{yj}=590$ kN。

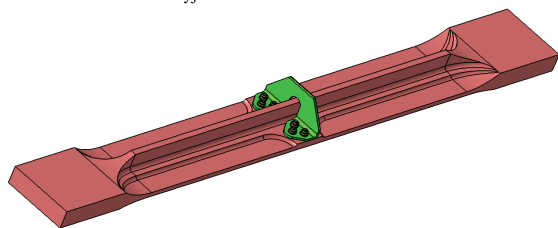


图 1 长桁连续(A₁)试件结构

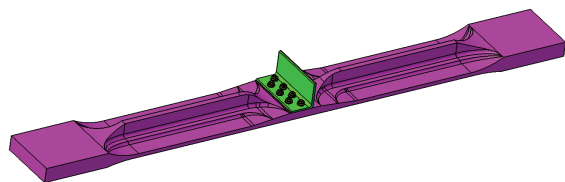


图 2 长桁断开(A₂)试件结构

2 试验内容与方法

试验分为静力试验和疲劳试验两部分。在试件两端施加拉伸载荷, 载荷合力作用点位于试件端面

形心。两种试件各取 1 件进行静力试验。其余试件进行疲劳试验。

1) 静力试验方法。静力试验采用 FCS 自动控制加载设备进行加载。为满足避免载荷偏心, 提高试验精度, 根据试件几何尺寸和加载要求设计加工了自平衡加载框架。试件夹持端和试验夹具连接部位的传载螺栓沿试件中心线对称分布。静力试验装置及试验现场如图 3 所示。从载荷零点开始按照 10% P_{yj} 逐级加载, 加载至 67% P_{yj} 时保载 30 s; 再加载至 70% P_{yj} , 然后按照 5% P_{yj} 逐级加载至 100% P_{yj} 时保载 3 s; 如果超过 P_{yj} 试件未破坏, 则连续加载直至试件破坏。

2) 疲劳试验方法。采用 500 kN MTS810 液压伺服疲劳试验机进行等幅谱拉-拉疲劳试验, 如图 4 所示。试件直接装夹在试验机液压夹头内进行疲劳加载进行加载, 试验条件: 载荷谱为 $P_{max}=200.00$ kN, $P_{min}=12.00$ kN, 加载波形为正弦波, 加载频率为 5 Hz。

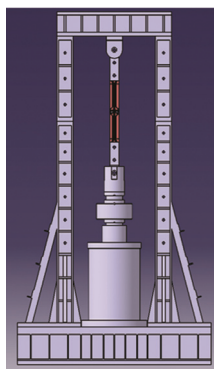


图 3 静力试验装置及现场情况 图 4 疲劳试验现场情况

疲劳加载过程中要注意观察、检查, 如发现试件出现裂纹或疑似裂纹时, 立即停止试验进行无损检查。裂纹形成后, 每隔一定的循环次数要测量、记录裂纹扩展数据直至试件破坏。裂纹检测周期随裂纹长度增加而缩短。疲劳破坏后每组试件选取 1 件进行断口分析。

3 静力试验结果

1) 破坏载荷 P_b 。长桁连续试件 A1-01 号加载接近至 100% P_{yj} 时破坏, 破坏载荷值 $P_b=588.20$ kN。长桁断开试件 A2-01 号加载接近 100% P_{yj} 时破坏, 破坏

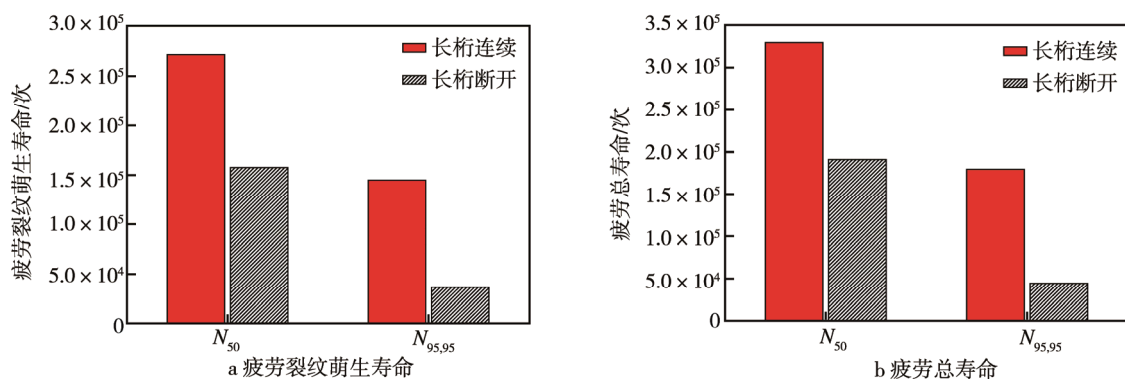
图6 A₁和A₂组疲劳寿命 N_{50} 和 $N_{95,95}$ 对比图

表2 疲劳总寿命试验结果及统计参数

分组及 结构形式	试件 编号	疲劳总寿命/次	统计参数					
			$\bar{x}$	S	δ	$N_{50}/\text{次}$	$x_{95,95}$	$N_{95,95}/\text{次}$
A1 长桁连续	A1-02	318 335	5.5175	0.0343	0.0062	329 230	5.2545	179 680
	A1-03	311 109						
	A1-04	360 379						
	A2-02	155 913						
A2 长桁断开	A2-03	145 301	5.2816	0.1237	0.0234	191 249	4.6453	44 187
	A2-04	225 285						
	A2-05	262 113						

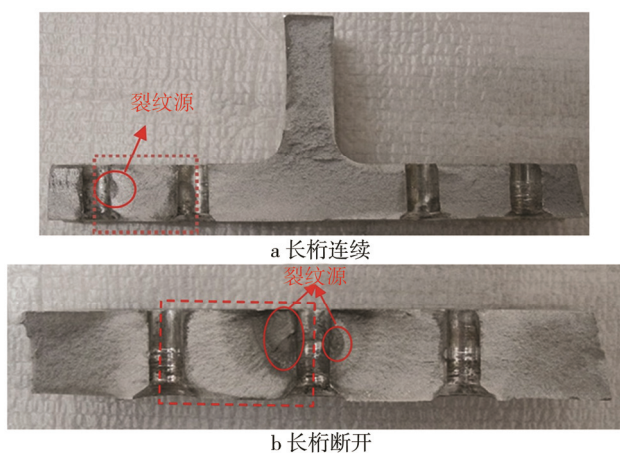


图7 两种模拟件疲劳断口宏观照片

A₁的裂纹萌生中值疲劳寿命 N_{50} 是A₂的1.72倍, $N_{95,95}$ 萌生疲劳寿命,A1是A2的3.98倍。就总疲劳寿命的中值寿命 N_{50} 而言,A₁是A₂的1.72倍, $N_{95,95}$ 的总疲劳寿命,A₁是A₂的4.07倍。这与疲劳裂纹萌生寿命对比结果基本一致。A₁的样本标准差和变异系数明显小于A₂,说明长桁连续结构的疲劳分散性小于长桁断开结构。

4.3 疲劳破坏断口分析

4.3.1 疲劳裂纹萌生位置

两种结构模拟件均从长桁连接区产生裂纹,然后

扩展至断裂破坏。其中A₁全部从4个螺栓孔横截面的孔边萌生裂纹(见图7a),疲劳断裂位置与静力破坏位置一致;而A₂从3个螺栓孔的横截面孔边附近萌生裂纹(见图7b),疲劳破坏位置与静力破坏位置(见图5b)不一致。

4.3.2 疲劳断口形貌观察与分析

采用Nova Nano SEM450/650型高分辨场发射电子显微镜,选取A₁-02和A₂-02号模拟件的疲劳断口进行了形貌观察分析。

1)长桁连续模拟件断口形貌。A₁-02宏观断口如图8a所示,裂纹萌生于螺栓孔壁。对虚线框区域采用电镜观察发现,断口具有典型疲劳断裂形貌,包含裂纹源、扩展区和瞬断区三部分,主要呈现脆性穿晶疲劳断裂特征,裂纹扩展区有河流花样(见图8b),并有大量解理疲劳条带(见图8c),方向与裂纹扩展方向垂直。

2)长桁断开模拟件断口形貌。A₂-02宏观断口较平整(如图9所示),裂纹萌生于中间螺栓孔两侧,扩展至两边螺栓孔断裂。切割图中虚线框区域采用电镜观察发现,断口同样具有典型疲劳断裂形貌特征,包含裂纹源、扩展区和韧窝带区三部分(见图9a)。断口呈现混合型穿晶疲劳断裂特征,包含韧窝型断裂和解理断裂。断裂面存在脆性断裂的河流花样(见图9b)以及韧性断裂的韧窝条带(见图9c),说明在疲劳过程中产生一定量的塑性变形。

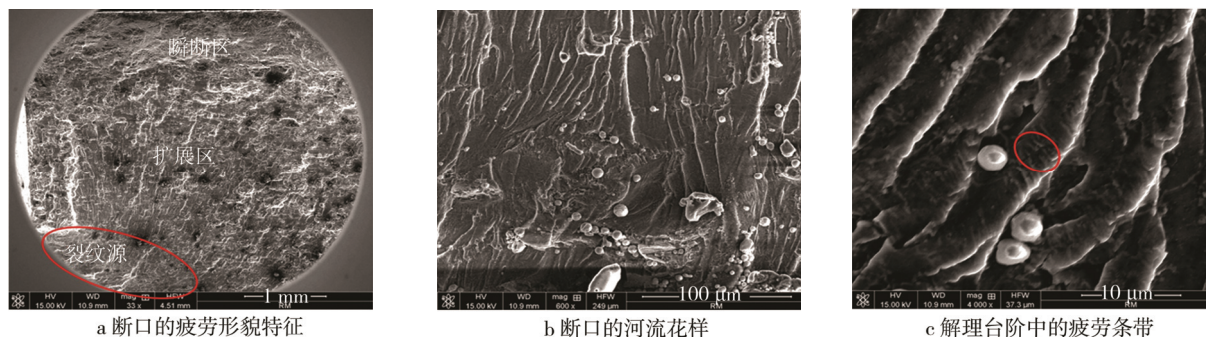


图 8 长桁连续模拟件疲劳断口形貌

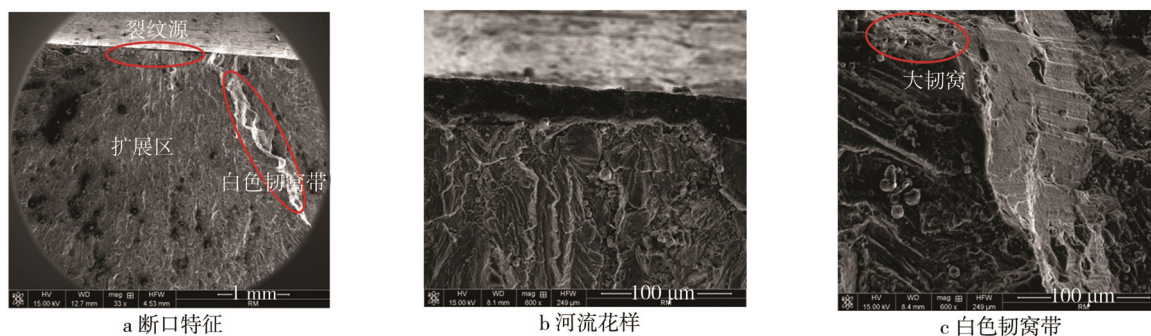


图 9 长桁断开模拟件疲劳断口微观形貌

5 结论

根据试验结果,在结构质量相近的情况下,长桁连续结构形式明显优于长桁断开结构形式,从而为最终确定机翼整体油箱端 5 肋处的最佳结构形式提供了试验依据,主要结论如下。

1) 长桁连续与长桁断开试件的破坏载荷 P_b 分别为 588.20 kN 和 587.97 kN,与静强度设计的预计破坏载荷 ($P_{yj}=590$ kN) 十分接近,说明长桁连续与长桁断开两种结构形式的静强度非常一致。

2) 在 $P_{\max}=200$ kN 和 $P_{\min}=12$ kN 等幅载荷谱作用下,长桁连续和长桁断开总疲劳寿命的中值寿命 N_{50} 分别为 329 230 次和 191 249 次,前者是后者的 1.72 倍;而两者的 95% 置信度与 95% 可靠度所对应的总疲劳寿命 $N_{95,95}$ 分别为 179 680 次和 44 187 次,前者是后者的 4.07 倍。

3) 长桁连续和长桁断开试件的疲劳裂纹起始中值寿命 N_{50} 分别为 271 393 次和 157 652 次,前者是后者的 1.72 倍;而两者的 95% 置信度与 95% 可靠度所对应的裂纹萌生寿命 $N_{95,95}$ 分别为 144 877 次和 36 425 次,前者是后者的 3.98 倍。

4) 长桁连续试件的样本标准差明显小于长桁断开试件,说明前者的疲劳分散性小于后者。

5) 长桁连续疲劳断口主要呈现脆性穿晶疲劳断裂特征,而长桁断开试件疲劳断口呈现韧窝型断裂和解理断裂的混合型穿晶疲劳断裂特征。疲劳断口微观形貌表明,长桁断开结构在疲劳过程中产生了塑性变

形,从微观机理上解释了长桁连续结构的疲劳性能优于长桁断开结构的原因。

参考文献:

- [1] 张讯. 国外民用客机外翼、中央翼下壁板对接结构综述与分析[J]. 民用飞机设计研究, 2009(3): 1-3.
- [2] 张讯, 刘婷, 汤平. 民用飞机外翼、中央翼下壁板对接结构分析及试验研究[J]. 民用飞机设计研究, 2013(4): 41-45.
- [3] 汤平, 李庆飞, 民用飞机中央翼复合材料上壁板与 1#肋对接选型研究[J]. 民用飞机设计研究, 2012(S1): 99-105.
- [4] 李航航, 宋笔锋, 李京珊, 飞机结构疲劳寿命指标分析[J]. 航空科学技术, 2006(4): 28-31.
- [5] 陈志伟, 王智. 军用飞机结构疲劳寿命研究[J]. 机械强度, 2005, 27(3): 381-387.
- [6] 袁熙, 李舜酩. 疲劳寿命预测方法的研究现状与发展[J]. 航空制造技术, 2005(12): 80-84.
- [7] 陈群志, 毕世权, 魏金龙, 等. 复杂飞机结构裂纹萌生寿命确定的工程方法[J]. 实验室研究与探索, 2007, 26(S): 244-247.
- [8] 陈群志, 韩恩厚, 洪海明, 等. 某型飞机关键结构模拟件疲劳寿命研究[J]. 机械强度, 2004, 26(S): 222-225.
- [9] 刘文琰, 结构可靠性设计手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [10] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.
- [11] 林富甲, 薛景川. 飞机结构可靠性分析与设计指南[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.